

This Page Is Inserted by IFW Operations
and is not a part of the Official Record

BEST AVAILABLE IMAGES

Defective images within this document are accurate representations of the original documents submitted by the applicant.

Defects in the images may include (but are not limited to):

- BLACK BORDERS
- TEXT CUT OFF AT TOP, BOTTOM OR SIDES
- FADED TEXT
- ILLEGIBLE TEXT
- SKEWED/SLANTED IMAGES
- COLORED PHOTOS
- BLACK OR VERY BLACK AND WHITE DARK PHOTOS
- GRAY SCALE DOCUMENTS

IMAGES ARE BEST AVAILABLE COPY.

**As rescanning documents *will not* correct images,
please do not report the images to the
Image Problem Mailbox.**

THIS PAGE BLANK (USPTO)

PRV

PATENT- OCH REGISTRERINGSVERKET
Patentavdelningen



PCT/ SE 00 / 0 0 0 3 4	
REC'D 08 MAR 2000	
WIPO	PCT

Intyg
Certificate

SE 00/34, Priority Doc.
E. Ullis
1-9-02

Härmed intygas att bifogade kopior överensstämmer med de handlingar som ursprungligen ingivits till Patent- och registreringsverket i nedannämnda ansökan.

This is to certify that the annexed is a true copy of the documents as originally filed with the Patent- and Registration Office in connection with the following patent application.

(71) Sökande SAAB AB, Linköping SE
Applicant (s)

(21) Patentansökningsnummer 9900113-3
Patent application number

(86) Ingivningsdatum 1999-01-18
Date of filing

09/889311

Stockholm, 2000-03-02

För Patent- och registreringsverket
For the Patent- and Registration Office

A. Södervall
Anita Södervall

Avgift
Fee

**PRIORITY
DOCUMENT**
SUBMITTED OR TRANSMITTED IN
COMPLIANCE WITH RULE 17.1(a) OR (b)

PATENT- OCH
REGISTRERINGSVERKET
SWEDEN

Postadress/Adress
Box 5055
S-102 42 STOCKHOLM

Telefon/Phone
+46 8 782 25 00
Vx 08-782 25 00

Telex
17978
PATOREG S

Telefax
+46 8 666 02 86
08-666 02 86

Reservsystem för angivande av kurs och attityd i ett flygplan

TEKNISKT OMRÅDE

Uppfinningen avser en systemfunktion som ger presentation av kurs och flygläge (attityd) på indikatorer i flygplan, t.ex. en siktlinjesindikator (SI), vid fel på viss utrustning för ordinarie flyglägespresentation. Systemfunktionen, som på engelska benämns Attitude and Heading Reference System och förkortas AHRS efter initialerna, kompletterar flygplanets ordinarie presentation för kurs och flygläge. Denna presentation ska hjälpa piloten att ta sig ur svåra flyglägen och sedan underlätta hemflygning/landning.

TEKNIKENS STÅNDPUNKT

För att inte tappa attityd- och kurspresentation i ett flygplan vid bortfall av ett ordinarie använt tröghetsnavigeringssystem (TNS) krävs ett reservsystem. Vid god sikt kan en pilot flyga genom att använda horisonten som attitydreferens, dock med stor osäkerhet om kursen. I dåligt väder, i moln och nattetid när horisonten ej är synlig kan piloten snabbt bli desorienterad och därvid försätta flygplanet och sig själv i farliga situationer.

AHRS-system beräknar, oberoende av ordinarie system, attitydvinklar (tipp och roll) och flygriktning (kursen). Ett sådant system presenterar kontinuerligt läget för piloten på en indikator i kabin. Behovet av ett reservsystem för attityd kan vara så stort att flygplan utan ett fungerande sådant inte tillåts att flyga.

Reservsystem i form av en AHRS apparat finns tillgänglig idag. En sådan innehåller bl a gyron som mäter lägesförändringar i tipp-, roll- och girled för flygplanet. Den innehåller vidare accelerometrar och magnetiska sensorer. Accelerometrarna används för att etablera ett horisontalplan. Magnetsensorerna används för att åstadkomma en magnetisk nordände. Denna typ av AHRS-system i apparatform är dyrbara enheter och medför installation av vikt- och utrymmeskrävande utrustning i flygplanet. För att råda bot på detta föreslås i denna beskrivning en syntetisk AHRS som använder i flygplanet befintliga givare, vilka normalt inte

är avsedda för AHRS-beräkningar och därmed delvis med väsentligt sämre prestanda, istället för givare av den typ som ingår i en AHRS-apparat.

Vinklarna beräknas med hjälp av i flygplanet befintliga givare. Syftet är att använda befintliga vinkelhastighetsgyrosignaler och stötta dessa med beräkningar utgående från andra tillgängliga primärdata i flygplanet. Vinkelhastighetsgyron används normalt i styrsystem och har i allmänhet väsentligt större drift än gyron för navigering.

BESKRIVNING AV UPPFINNINGEN

Enligt en aspekt av uppfinningen tillhandahålls en metod för att syntetiskt beräkna reservattityd och reservkurs medelst i ett flygplan befintliga data såsom specificerat i patentkraven.

Olika utförandeformer har utvecklats. Vid ett utförande finns flygplanets kurs tillgänglig och vid ett annat utförande beräknas kursen utifrån en magnetisk kursgivare. När kursen finns tillgänglig kan beräkningarna reduceras väsentligt.

Då kursen är tillgänglig (reservkurs) sker beräkningen av attityd genom sammanvägning av signalerna från vinkelhastighetsgyrona i flygplanets styrsystem, information från luftdata (höjd, fart, anfallsvinkel) samt information om kurs (reservkurs).

Då kursen inte är tillgänglig sker beräkningen av attityd och kurs enligt ett utförande med hjälp av kalmanfilter genom sammanvägning av signalerna från vinkelhastighetsgyrona i flygplanets styrsystem, information från luftdata (höjd, fart, anfallsvinkel och snedanblåsningsvinkel) samt information från en i flygplanet befintlig magnetkursdetektor.

En fördel med en syntetisk AHRS enligt uppfinningsaspekten är att den ställer sig väsentligt billigare än konventionella på egna givare baserade AHRS-system om befintliga givare i flygplanet kan användas. Då frigörs utrymme och vikt i flygplanet.

FIGURBESKRIVNING

Figur 1 visar en schematisk bild över en AHRS-funktion, där kursen är tillgänglig.

Figur 2 visar principen för invridning av läget för flygplanet i en siktlinjesindikator, till vänster utan invridning och till höger med invridning.

Figur 3 visar blockschemat för ett reservsystem för både attityd och kurs.

Figur 4 visar i tre bilder flygplanets attityd och kurs samt axlarna i det skrovfasta koordinatsystemet (body frame) samt anfallsvinkel och snedanblåsningsvinkel.

Figur 5 visar hur nollfel och skalfaktorfel slår igenom på uppmätt värde.

BESKRIVNING AV UTFÖRINGSFORMER

Ett antal utföranden beskrivs i det följande med stöd av figurerna. Enligt uppfinningen tillhandahålls metoder för att syntetiskt beräkna attityd och kurs medelst i flygplanet befintliga data såsom specificerat i patentkraven.

Vid ett enklare utförande finns flygplanets kurs tillgänglig. Vid ett annat utförande beräknas kursen, i detta fall utifrån en magnetisk kursgivare.

AHRS-beräkning när kursen är känd

För att bestämma flygplanets orientering relativt referenskoordinatsystemet N (navigation frame) används signalerna från de tre skrovfast monterade vinkelhastighetsgyrona 2.

Vinkelhastighetsgyrona 2 mäter vinkelhastigheter omkring de tre kroppsfasta koordinataxlarna (x, y, z). Vinkelhastigheterna brukar normalt ha beteckningen ω_x eller p (rotation kring x-axeln), ω_y eller q (rotation kring y-axeln) och ω_z eller r (rotation kring z-axeln). Orienteringen mellan det skrovfasta koordinatsystemet B (body) och N-systemet ges

av eulervinklarna θ , ϕ och ψ . Eftersom kursen är känd är dock bara θ och ϕ av intresse. Med antagandet att N-systemet är ett inertialsystem och orienterat så att dess z-axel är parallell med jordens g-vektor kan man visa att

$$\begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{\phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \omega_y \cos \phi - \omega_z \sin \phi \\ \omega_x + \tan \theta (\omega_y \sin \phi + \omega_z \cos \phi) \end{bmatrix} \quad (1)$$

Om gyrona 2 vore ideala, begynnelsevärdena ϕ_0 och θ_0 felfria och om integrationsmetoden som används vore exakt kan attitydvinklar erhållas genom att ekv (1) löses. I praktiken är dock inga av dessa förutsättningar uppfyllda, utan sensorfel m.m. gör att lösningen divergerar och relativt snart blir oanvändbar.

Sensorfel i form av bl a nollfel, skalfaktorfel, snedmontering och accelerationsinducerade drifter utgör de dominerande felkällorna. I planflykt är nollfelet den felkälla som dominerar feltillväxten.

På grund av sensorofullkomligheter och osäkerhet i begynnelsevärden ger ekvation (1) en skattning av roll- och tippvinkelderivator enligt

$$\begin{bmatrix} \dot{\hat{\theta}} \\ \dot{\hat{\phi}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \omega_y \cos \hat{\phi} - \omega_z \sin \hat{\phi} \\ \omega_x + \tan \hat{\theta} (\omega_y \sin \hat{\phi} + \omega_z \cos \hat{\phi}) \end{bmatrix} \quad (2)$$

Skillnaden mellan förväntade $\hat{\phi}_{AHRS}$ (av AHRS-funktionen beräknade) och "verkliga" $\bar{\phi}_{ref}$ (av luftdata, primärdata beräknade) attitydvinklar utgör en skattning av attitydfelet

$$\Delta \bar{\phi} = \hat{\phi}_{AHRS} - \bar{\phi}_{ref} \quad (3)$$

Se nedan avseende användning av $\Delta \bar{\phi}$.

Attitydvinklarna ges slutligen som

$$\hat{\varphi}_{AHRS} = \int_t \left(\frac{\dot{\hat{\varphi}}}{\hat{\varphi}} \right) dt + \hat{\varphi}_0 - \lim(\Delta \bar{\varphi}) \quad (4)$$

där $\hat{\varphi}_0$ utgör skattade begynnelsevärden.

Beräkning av $\bar{\varphi}_{ref}$

Vid beräkning av θ_{ref} används formeln $\theta_{ref} = \arcsin(\dot{h}/v_t) + (\alpha * \cos \phi)$. \dot{h} är en högpassfiltrerad höjdsignal. v_t är true airspeed.

Vid beräkning av ϕ_{ref} används formeln $\phi_{ref} = \arctan(v_t * (\dot{\psi})/g)$.

$\dot{\psi}$ är en högpassfiltrerad kurs(reservkurs)-signal.

Nollkorrigering av vinkelhastighetsgyron

Nollfelen i vinkelhastighetsgyrona 2 är starkt temperaturberoende. Det kan ta 20-30 minuter för gyrona att uppnå driftstemperatur. Detta medför att ett TNS-fel kort efter start skulle kunna ge stora nollfel vid fortsatt flygning. Det tar dock en viss tid från det att gyrona 2 erhåller spänning till dess att flygplanet lättar, vilket innebär att en del av temperaturinsvängningen är genomförd när ett flygpass inleds. Dessutom förutsätts att landning kan ske inom kort tid vid TNS-fel under start. För att minimera nollfel från vinkelhastighetsgyrona 2 utförs en nollkorrigering av vinkelhastighetsgyrona med programvara. Detta går ut på att ω (p, q och r) -signalerna från vinkelhastighetsgyrona 2 jämförs med motsvarande signaler från TNS, se ekv (5), genom en skillnadsbildning i 4a. Skillnaden lågpassfiltreras i ett filter 5 och läggs till vinkelhastighetsgyrosignalerna i en skillnadsbildare 4b, varvid signalen ω_k som betecknar de nollfelskorrigerade gyrosignalerna erhålls och används istället för ω i AHRS-beräkningarna. Detta sker kontinuerligt så länge TNS fungerar. Vid ett TNS-fel utnyttjas de sist utförda nollkorrigeringarna för resten av flygningen.

$$\omega_{TNS} = \begin{bmatrix} p_{TNS} \\ q_{TNS} \\ r_{TNS} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi}_{TNS} - \dot{\psi}_{TNS} \sin \theta_{TNS} \\ \dot{\theta}_{TNS} \cos \phi_{TNS} + \dot{\psi}_{TNS} \cos \theta_{TNS} \sin \phi_{TNS} \\ -\dot{\theta}_{TNS} \sin \phi_{TNS} + \dot{\psi}_{TNS} \cos \theta_{TNS} \cos \phi_{TNS} \end{bmatrix} \quad (5)$$

Ett blockschema över realiseringen av AHRS-funktionen med nollkorrigering av vinkelhastighetsgyrona återges i figur 1. Figuren ger en schematisk bild av AHRS-funktionen. Nollkorrigeringen av vinkelhastighetsgyrona utförs av enheterna innanför det streckade området D.

ψ_{TNS} , θ_{TNS} och ϕ_{TNS} högpasstreras för att erhålla $\dot{\psi}_{TNS}$, $\dot{\theta}_{TNS}$ och $\dot{\phi}_{TNS}$. Dessa används i ekv (5), vilken ger ω_{TNS} (p_{TNS} , q_{TNS} , r_{TNS}) i ett första block 1. ω (p , q , r) som erhålls som signaler från gyrona betecknade med 2 i ett andra block lågpasstreras i ett lågpasfilter 3 innan skillnadsbildningen sker i 4a.

Skillnadssignalen mellan ω_{TNS} (p_{TNS} , q_{TNS} , r_{TNS})-signalerna och ω (p , q , r)-signalerna lågpasstreras med lång tidskonstant i ett lågpasfilter 5, dvs. medelvärdesbildas under lång tid. Filtret 5 initialsätts vid startrotation med en kortare tidskonstant. Efter ett kraftavbrott initialsätts filtret 5 momentant.

I blocket 7 beräknas $\hat{\phi}$, varefter integrationen enligt ekvation (4) utförs i en integrator 8, till vilken begynnelsevillkoren $\bar{\phi}_0$ förs. I en skillnadsbildare 9a tillförs signalen $\Delta\bar{\phi}$ som dock kopplas bort medelst en brytare 9b under vissa omkopplingsvillkor, som t ex när $|\dot{\phi}| > \dot{\phi}_{LIM}$ samt $|\phi| > \phi_{LIM}$. $\Delta\bar{\phi}$ -signalen passerar en begränsare 9c. Storleken på utsignalen från begränsaren 9c är beroende av storleken på $\Delta\bar{\phi}$ -signalen (dvs insignalen till begränsare 9c). $\Delta\bar{\phi}$ -signalen bildas enligt ekv (3) i en skillnadsbildare 9d till vilken förs beräknade $\hat{\phi}_{AHRS}$ - attitydvinklar och "verkliga" $\bar{\phi}_{ref}$ -attitydvinklar från givare (primärdata) betecknade med 9e.

De framräknade vinklarna från AHRS innehåller trots kompenseringar små nollfel. Då utsignalerna används för presentation i SI korrigeras detta genom användning av $\Delta\phi$ i rolled och $\Delta\theta$ i tipped för att vrida in SI bilden tills ett stabilt läge erhållits. Se figur 2, där linjen H

symboliserar verklig horisont och där ett flygplan representeras av P. Observera att denna invridning av SI-bilden endast sker då man ligger innanför ovan redovisade gränser.

AHRS-beräkning när även kursen ska beräknas

Figur 3 åskådliggör schematiskt de moduler som utgör byggblock för en andra variant av en syntetisk AHRS och hur dessa moduler är sammanlänkade för att skapa en reservattityd och en reservkurs.

Figur 3 åskådliggör principen för reservsystemet enligt uppfinningsaspekten. Systemet består av två delsystem A och B; det första delsystemet A utför skattning av eventuella fel i uppmätt jordmagnetiskt fält och det andra delsystemet B utför beräkning av reservattityd och kurs. Totalt leder detta till fem byggblock, där en första mät rutin 10 och ett första kalmanfilter 11 utgör byggblocken i det första delsystemet A och vidare där integrationsrutinen (1/s) 20, mät rutin 21 och ett andra kalmanfilter 22 utgör byggblocken i det andra delsystemet B. Med mät rutin 10 transformeras uppmätta fältvektorkomponenter i det skrovfasta koordinatsystemet, kallat body frame, till ett nordligt, östligt och vertikalt orienterat koordinatsystem, kallat navigation frame. Transformationen sker med hjälp av attityd och kurs från flygplanets tröghetsnavigeringssystem, TNS, via ledning 12. De jordmagnetiska fältvektorkomponenterna, hämtas från en i flygplanet befintlig magnetkursgivare och inkommer via ledning 13. I det första kalmanfiltret 11 skattas sedan felen i fältvektorkomponenterna utifrån information om hur komponenterna nominellt ska vara beskaffade, varefter de skattade värdena lagras i ett minne 14.

Delsystem A (mät rutin 10 och kalmanfilter 11) används bara då TNS fungerar felfritt. Vid eventuellt bortfall av TNS används senast möjliga skattning av felen i fältvektorkomponenterna, dvs det som finns undanlagrat i minnet 14. Eftersom det i många fall kan vara svårt att avgöra om TNS fungerar som det ska, bör inte den absolut senaste skattningen utnyttjas. För att lösa detta är de skattningar av fel i uppmätt jordmagnetiskt fält som används minst ett flygpass gammalt, dvs de skattningar som finns lagrade i minnet är från föregående flygpass eller tidigare.

Integrationsrutinen 20 får information om vinkelhastigheter, i det här fallet för de tre koordinataxlarna x, y och z i body frame. Dessa brukar normalt ha beteckningen ω_x eller p (rotation kring x-axeln), ω_y eller q (rotation kring y-axeln) och ω_z eller r (rotation kring z-axeln). Informationen hämtas från styrsystemets vinkelhastighetsgyron och matas via ledningen 15 till rutinen 20 som integrerar fram attityd och kurs via en transformationsmatris.

Den andra mätrutinen 21 består av en utvecklad variant av den första mätrutinen 11 och använder de från den första mätrutinen 11 erhållna devierade fältvektorkomponenterna. Dessutom beräknas en roll- och tippvinkel med hjälp av data från befintliga luftdata och befintliga anblåsningsgivare, vilka data inkommer via ledning 16 till mätrutinen 21. Medelst det andra kalmanfiltret 22 skattas sedan i första hand de attityd- och kursfel som uppstår vid integrationen av styrsystemets vinkelhastighetsgyrosignaler. I andra hand används kalmanfilter 22 för att skatta nollfelen i vinkelhastighetsgyrosignalerna, dvs nollfelen i p, q, och r.

Den första mätrutinen 10

Det jordmagnetiska fältet kan beräknas teoretiskt över hela världen. För att göra detta används exempelvis IGRF (International Geomagnetic Reference Field).

Fältvektorn i body frame betecknas här med B_B och fältvektorn i navigation frame med B_N .

Vidare betecknas de tre komponenterna av fältvektorn enligt

$$B = [B_x, B_y, B_z]^T. \quad (6)$$

Med hjälp av transformationsmatrisen C_B^N , som transformerar en vektor från body frame till navigation frame, har vi att

$$B_N = C_B^N \cdot B_B, \quad (7)$$

där C_B^N har utseendet

$$C_B^N = \begin{bmatrix} c_{11} & c_{12} & c_{13} \\ c_{21} & c_{22} & c_{23} \\ c_{31} & c_{32} & c_{33} \end{bmatrix} \quad (8)$$

Transformationsmatrisen C_B^N beräknas med hjälp av attityd och kurs, θ, ϕ, ψ , från TNS.

Skillnaden mellan uppmätt och enligt modellen beräknad fältvektor blir

$$B_{N, \text{Uppmätt}} - B_{N, \text{Beräknad}} = C_B^N \cdot \delta B_B, \quad (9)$$

där δ betecknar skillnaden i uppmätt storhet och beräknad.

Vänsterledet i ekv (9) blir utsignal från den första mätutrustningen 10 och därmed insignal till kalmanfilter 11. Vidare utnyttjas högerledet i ekv (9) i kalmanfiltret 11, vilket framgår av beskrivningen av funktionen för det första kalmanfiltret 11 nedan.

Det första kalmanfiltret 11

Givet tillståndsmodellen

$$\begin{aligned} x_{k+1} &= F_k x_k + w_k \\ z_k &= H_k x_k + e_k, \end{aligned} \quad (10)$$

så arbetar ett kalmanfilter enligt:

Tidsuppdatering

$$\begin{aligned} x_{k+1}^- &= F_k x_k^+ \\ P_{k+1}^- &= F_k P_k^+ F_k^T + Q_k, \end{aligned} \quad (11)$$

där P_{k+1}^- är skattad osäkerhet för tillstånden efter tidsuppdateringen.

Mätuppdatering

$$\begin{aligned} K_{k+1} &= P_{k+1}^- H_{k+1}^T [H_{k+1} P_{k+1}^- H_{k+1}^T + R_{k+1}]^{-1} \\ x_{k+1}^+ &= x_{k+1}^- + K_{k+1} [z_{k+1} - H_{k+1} x_{k+1}^-] \\ P_{k+1}^+ &= P_{k+1}^- - K_{k+1} H_{k+1} P_{k+1}^-, \end{aligned} \quad (12)$$

där P_{k+1}^+ är skattad osäkerhet för tillstånden efter mätuppdateringen.

Felen i fältvektorkomponenterna modelleras enligt

$$\begin{bmatrix} \delta B_x \\ \delta B_y \\ \delta B_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} b_x \\ b_y \\ b_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} s_x & k_{xy} & k_{xz} \\ k_{yx} & s_y & k_{yz} \\ k_{zx} & k_{zy} & s_z \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} B_x \\ B_y \\ B_z \end{bmatrix}, \quad (13)$$

där b är nollfel, s är skalfaktorfel och k är en korskoppling från en komponent till en annan (tex så innebär index xy hur y -komponenten påverkar x -komponenten). Dessa 12 fel får representera tillstånden i det första kalmanfiltret 11 enligt

$$x_k = [b_x \ b_y \ b_z \ s_x \ s_y \ s_z \ k_{xy} \ k_{xz} \ k_{yz} \ k_{yx} \ k_{zx} \ k_{zy}]^T \quad (14)$$

och tillståndsekvationerna får var och en utseendet

$$x_{k+1} = x_k + w_k, \quad (15)$$

där index k betecknar den tidsdiskreta uppräknings i tid.

I ekv (15) är w_k ett svagt tidsdiskret processbrus för att modellera en viss drift i felen. Ekv

(15) medför att prediktionsmatrisen blir enhetsmatrisen och kovariansmatrisen för

processbruset blir enhetsmatrisen multiplicerat med σ_w^2 , där σ_w är satt till typiskt en hundratusendel (dimensionslöst eftersom fältvektorkomponenterna normeras till beloppet 1 innan de utnyttjas).

När det gäller mätuppdateringen av kalmanfilter 11 utnyttjas ekv (9) och mätmatrisen får utseendet

$$H_k = \begin{bmatrix} c_{11} & c_{12} & c_{13} & c_{11}B_x & c_{12}B_y & c_{13}B_z & c_{11}B_y & c_{11}B_z & c_{12}B_z & c_{12}B_x & c_{13}B_x & c_{13}B_y \\ c_{21} & c_{22} & c_{23} & c_{21}B_x & c_{22}B_y & c_{23}B_z & c_{21}B_y & c_{21}B_z & c_{22}B_z & c_{22}B_x & c_{23}B_x & c_{23}B_y \\ c_{31} & c_{32} & c_{33} & c_{31}B_x & c_{32}B_y & c_{33}B_z & c_{31}B_y & c_{31}B_z & c_{32}B_z & c_{32}B_x & c_{33}B_x & c_{33}B_y \end{bmatrix} \quad (16)$$

På grund av omodellerade störningar kommer uppmätt jordmagnetisk fältvektor att deviera från modellen, både till riktning och belopp. Den enklaste varianten är att modellera dessa störningar som ett konstant vitt mätbrus med hjälp av mätbruskovariansmatrisen R_k .

Standardavvikelsen för mätbruset för de tre fältvektorkomponentmätningarna är vardera satta till typiskt en tiondel (dimensionslöst eftersom fältvektorkomponenterna normeras till beloppet 1 innan de utnyttjas).

För att undvika genomslag av dåliga mätningar utnyttjas ett Chi2-test. Dessutom utnyttjas inte mätningarna av fältvektorkomponenterna om vinkelhastigheterna är för höga. Detta har sin grund i att diverse tidsfördröjningar slår igenom vid höga vinkelhastigheter.

Integrationsrutinen 20

Man kan visa att tidsderivatan av transformationsmatrisen C_B^N blir

$$\dot{C}_B^N = C_B^N \cdot W_{IB} - W_{IN} \cdot C_B^N. \quad (17)$$

I ekv (17) är W_{IB} och W_{IN} B:s (Body frame) rotation relativt I (Inertial frame) respektive N:s (Navigation frame) relativt I, båda skrivna i matrisform.

Eftersom det här handlar om reservattityd och reservkurs, där kraven på fel i attityd är av storleksordningen 2 grader, samtidigt som elementen i W_{IN} är av storleksordningen 0.01 grader, försummas W_{IN} . Uttrycket i (17) blir då

$$\dot{C}_B^N = C_B^N \cdot W_{IB}, \quad (18)$$

där W_{IB} är vinkelhastighetsgyrosignalerna från styrsystemets vinkelhastighetsgyron.

I princip innebär ekv (18) att man har nio differentialekvationer. På grund av ortogonalitet behöver endast sex av dessa integreras och de övriga tre kan beräknas med hjälp av kryssprodukten.

Den andra mätrutinen 21

Den andra mätrutinen 21 består av en utvecklad variant av den första mätrutinen 11, där utvidgningen består av en beräkning av roll- och tippvinkel med hjälp av data från luftdata (höjd och fart) och anblåsningsgivarna (anfallsvinkel och snedanblåsningsvinkel).

I den första mätrutinen 21 antas att endast fältvektorkomponenterna är felaktiga och att attityd och kurs är korrekta. Detta antagande är rimligt på grund av att en resolvering av fältvektorkomponenterna sker med hjälp av attityd och kurs från TNS. I den andra mätrutinen 21 är detta inte uppfyllt, utan hänsyn måste även tas till fel i attityd och kurs. Fältvektorn som används i den andra mätrutinen 21 är kompenserad för fel skattade i delsystem A.

Fel i både fältvektorn och transformationsmatrisen ger att

$$B_{N, \text{Uppmätt}} = \hat{C}_B^N \cdot B_{B, \text{Uppmätt}}, \quad (19)$$

där \hat{C}_B^N står för beräknad transformationsmatris och betyder att

$$\hat{C}_B^N = C_B^N + \delta C_B^N. \quad (20)$$

Utnyttjar vi (20), bildar skillnaden mellan uppmätt och beräknad fältvektor och försummar produkter av fel fås att

$$B_{N, \text{Uppmätt}} - B_{N, \text{Beräknad}} = \delta C_B^N \cdot B_{N, \text{Uppmätt}} + \hat{C}_B^N \cdot \delta B_B. \quad (21)$$

I den andra mätrotinen 21 sker även beräkning av roll- och tippvinkel med hjälp av höjd, fart, anfallsvinkel och snedanblåsningsvinkel. Tippvinkeln kan beräknas enligt

$$\theta_{\text{ref}} = \text{asin}\left(\frac{h}{v}\right) + \cos(\phi)\alpha + \sin(\phi)\beta \quad (22)$$

För att kunna beräkna tippvinkeln enligt uttrycket i ekv (22) krävs en höjdderivata. Denna höjdderivata är inte direkt tillgänglig, utan den får beräknas utifrån befintlig höjd som erhålls från luftdata. Beräkningen görs enligt

$$\dot{h} = \dot{h}(n) = \frac{1}{\tau} \left(\left(\tau - \frac{1}{f_s} \right) \cdot h(n-1) + h(n) - h(n-1) \right), \quad (23)$$

dvs en högpasfiltrering av höjden. Beteckningarna τ och f_s i ekv (23) representerar filtreringens tidskonstant respektive sampelfrekvens. Farten v som används i ekv (22) är approximativt v_t (sann fart relativt luften). Med approximativt menas att vid beräkningen av v_t används inte uppmätt temperatur, vilket är det normala, utan här utnyttjas en sk standardtemperaturfördelning.

Vidare så kan rollvinkeln beräknas enligt

$$\phi_{\text{ref}} = \text{atan} \frac{v\dot{\psi}}{g}. \quad (24)$$

Uttrycket i ekv (24) gäller endast för små roll- och tippvinklar, små vinkelhastigheter och dessutom att anfalls- och snedanblåsningsvinklarna är små.

Ovanstående två uttryck beräknas och jämförs med den attityd som beräknas via integrationsrutinen genom att skillnaden bildas enligt

$$\begin{aligned}\phi - \phi_{\text{ref}} &= \text{atan} \frac{c_{32}}{c_{33}} - \text{atan} \frac{v(c_{33} \cdot \omega_z + c_{32} \cdot \omega_y)}{g(c_{11}^2 + c_{21}^2)} \\ \theta - \theta_{\text{ref}} &= \text{atan} \frac{-c_{31}}{\sqrt{1 - c_{31}^2}} - \left(\text{asin} \left(\frac{\dot{h}}{v} \right) + \cos \left(\text{atan} \frac{c_{32}}{c_{33}} \right) \alpha + \sin \left(\text{atan} \frac{c_{32}}{c_{33}} \right) \beta \right),\end{aligned}\quad (25)$$

där

$$\begin{aligned}\phi &= \text{atan} \frac{c_{32}}{c_{33}} \\ \theta &= \text{atan} \frac{-c_{31}}{\sqrt{1 - c_{31}^2}} \\ \dot{\psi} &= \frac{c_{33} \cdot \omega_z + c_{32} \cdot \omega_y}{c_{11}^2 + c_{21}^2}.\end{aligned}\quad (26)$$

Det andra kalmanfiltret 22

Det andra kalmanfiltret 22 kan sägas vara hjärtat i systemet. Här skattas de attityd- och kursfel som uppstår vid integrationen av vinkelhastighetsgyrosignalerna från styrsystemet. Skattning sker även av nollfelen i vinkelhastighetsgyrosignalerna. Vidare skattas eventuella återstående fel i fältvektorkomponenterna, dvs de fel som det första kalmanfiltret 11 inte kommer åt. Allt som allt innebär detta nio tillstånd; tre för attityd- och kursfel, tre för nollfelen i vinkelhastighetsgyrosignalerna och tre för återstående fel i fältvektorkomponenterna (tre nollfel).

Attityd- och kursfel representeras med en vridning av det skrovfasta systemet (body frame) från beräknat till sant koordinatsystem. Felet i \hat{C}_B^N kan skrivas som

$$\delta C_B^N = \hat{C}_B^N - C_B^N = C_B^N \cdot C_B^B - C_B^N = C_B^N \cdot (C_B^B - I). \quad (27)$$

Man kan övertyga sig om att

$$C_B^B = \begin{bmatrix} 1 & -\gamma_z & \gamma_y \\ \gamma_z & 1 & -\gamma_x \\ -\gamma_y & \gamma_x & 1 \end{bmatrix} = \Gamma + I, \quad (28)$$

där Γ är matrisformen av $\gamma = [\gamma_x, \gamma_y, \gamma_z]^T$ och I är enhetsmatrisen (T

betecknar transponat). Elementen i vektorn γ beskriver en liten rotation kring respektive axel mellan verkligt (sant) och beräknat skrovfast system (body frame). Motsvarande differentialekvationer för elementen i γ kan härledas till

$$\dot{\gamma} = \delta\omega, \quad (29)$$

där $\delta\omega$ är felen i vinkelhastigheterna från vinkelhastighetsgyrona.

Felen i vinkelhastigheterna, modelleras som tre 1:a ordningens Markovprocesser enligt

$$\delta\dot{\omega} = -\frac{1}{\tau_\omega} \delta\omega + u_\omega \quad (30)$$

där tidskonstanten τ_ω är satt till typiskt ett antal timmar och de tre u_ω till typiskt mindre än en grad/sek.

På ett liknande sätt är återstående fel i fältvektorkomponenterna modellerade (nollfelen), dvs

$$\dot{b} = -\frac{1}{\tau_b} b + u_b \quad (31)$$

där τ_b är satt till typiskt ett antal timmar, och u_b och u_ω är satt till typiskt ett par hundradelar (dimensionslöst eftersom fältvektorkomponenterna normeras till beloppet 1 innan de utnyttjas).

Detta ger en tillståndsvektor enligt

$$x_k = [\gamma_x \ \gamma_y \ \gamma_z \ \delta\omega_x \ \delta\omega_y \ \delta\omega_z \ b_x \ b_y \ b_z]^T \quad (32)$$

och en prediktionsmatris enligt

$$F_k = I + \int_t^{t+\Delta t} A(\tau) d\tau, \quad (33)$$

där $A(\tau)$ är den matris som beskriver de tidskontinuerliga tillståndsekvationerna enligt ovan.

Kovariansmatrisen för processbruset Q_k är satt till en diagonalmatris. Som diagonalelement

utnyttjas bla u_ω och u_b beskrivna ovan. När det gäller diagonalelementen kopplade till tillstånden för attityd- och kursfel (de tre första) tas effekterna av skalfaktorfelet i

vinkelhastighetsgyrosignalerna med. Dessa skalfaktorfel är normalt i storleksordningen 2% och kan ge stora fel i framintegrerad attityd och kurs vid höga vinkelhastigheter.

Mätningarna är fem till antalet; tre devierade fältvektorkomponenter och roll- och tippvinkel beräknade utifrån luftdata. Dessa mätningar erhålls genom att relationerna (21) och (25) utnyttjas.

När det gäller mätmatrisen H_k , utnyttjas relation (21) för att fylla de tre översta raderna. Detta ger att de tre översta raderna i mätmatrisen får utseendet

$$H_{k, 1-3} = \begin{bmatrix} c_{13}B_y - c_{12}B_z & c_{11}B_z - c_{13}B_x & c_{12}B_x - c_{11}B_y & 0 & 0 & 0 & c_{11} & c_{12} & c_{13} \\ c_{23}B_y - c_{22}B_z & c_{21}B_z - c_{23}B_x & c_{22}B_x - c_{21}B_y & 0 & 0 & 0 & c_{21} & c_{22} & c_{23} \\ c_{33}B_y - c_{32}B_z & c_{31}B_z - c_{33}B_x & c_{32}B_x - c_{31}B_y & 0 & 0 & 0 & c_{31} & c_{32} & c_{33} \end{bmatrix} \quad (34)$$

Till de två sista raderna i H_k utnyttjas ekv (25) genom att de båda högerleden differentieras med avseende på alla tillstånd i det andra kalmanfiltret 22. Detta ger att de båda sista raderna får elementen (indexet betecknar rad och kolumn i nämnd ordning)

$$\begin{aligned} h_{41} &= 1 - \frac{vg(c_{33}\omega_y - c_{32}\omega_z)(c_{11}^2 + c_{21}^2)}{g^2(c_{11}^2 + c_{21}^2)^2 + v^2(c_{33} \cdot \omega_z + c_{32} \cdot \omega_y)^2} \\ h_{42} &= \frac{2vg(-c_{11}c_{13} - c_{21}c_{23})(c_{33}\omega_z + c_{32}\omega_y) - vg\omega_z c_{31}(c_{11}^2 + c_{21}^2)}{g^2(c_{11}^2 + c_{21}^2)^2 + v^2(c_{33} \cdot \omega_z + c_{32} \cdot \omega_y)^2} - \frac{c_{31}c_{32}}{c_{32}^2 + c_{33}^2} \\ h_{43} &= \frac{2vg(c_{11}c_{12} + c_{21}c_{22})(c_{33}\omega_z + c_{32}\omega_y) + vg\omega_y c_{31}(c_{11}^2 + c_{21}^2)}{g^2(c_{11}^2 + c_{21}^2)^2 + v^2(c_{33} \cdot \omega_z + c_{32} \cdot \omega_y)^2} - \frac{c_{31}c_{33}}{c_{32}^2 + c_{33}^2} \\ h_{45} &= -\frac{vgc_{32}(c_{11}^2 + c_{21}^2)}{g^2(c_{11}^2 + c_{21}^2)^2 + v^2(c_{33} \cdot \omega_z + c_{32} \cdot \omega_y)^2} \\ h_{46} &= -\frac{vgc_{33}(c_{11}^2 + c_{21}^2)}{g^2(c_{11}^2 + c_{21}^2)^2 + v^2(c_{33} \cdot \omega_z + c_{32} \cdot \omega_y)^2} \end{aligned} \quad (35)$$

och

$$\begin{aligned}
h_{51} &= \sin\left(\operatorname{atan}\frac{c_{32}}{c_{33}}\right)\alpha - \cos\left(\operatorname{atan}\frac{c_{32}}{c_{33}}\right)\beta \\
h_{52} &= \frac{c_{33}}{\sqrt{1-c_{31}^2}} + \frac{c_{32}c_{31}}{c_{32}^2+c_{33}^2}\left(-\sin\left(\operatorname{atan}\frac{c_{32}}{c_{33}}\right)\alpha + \cos\left(\operatorname{atan}\frac{c_{32}}{c_{33}}\right)\beta\right) \\
h_{53} &= -\frac{c_{32}}{\sqrt{1-c_{31}^2}} - \frac{c_{33}c_{31}}{c_{32}^2+c_{33}^2}\left(\sin\left(\operatorname{atan}\frac{c_{32}}{c_{33}}\right)\alpha - \cos\left(\operatorname{atan}\frac{c_{32}}{c_{33}}\right)\beta\right).
\end{aligned} \tag{36}$$

Övriga element i fjärde och femte raden är noll.

Kovariansmatrisen för mätbruset R_k väljs enklast till en diagonalmatris. De fyra första mätbruselementen har en standardavvikelse som är satta till typiskt en tiondel. Det femte mätbruselementet däremot har en standardavvikelse som är satt till en funktion av höjdderivatan och farten. Funktionen är helt enkelt en skalad summa av uttrycket för beräkning av tippvinkel enligt ekv (25) differentierat med avseende på höjdderivatan och farten. Funktionen är satt till

$$f(\dot{h}, v) = 5 \cdot \left| \frac{\partial \theta_{\text{ref}}}{\partial \dot{h}} \right| + 50 \cdot \left| \frac{\partial \theta_{\text{ref}}}{\partial v} \right| \tag{37}$$

och ger ett mått på tippvinkelberäkningens känslighet för fel i höjdderivatan och farten. Eftersom felen i attityd och kurs beräknade med hjälp av integrationsrutinen snabbt växer, måste skattade attityd- och kursfel återkopplas tillbaka till integrationsrutinen, vilket utförs med ledning 17. Görs inte detta blir felekvationerna i det andra kalmanfilteret 22 snabbt ogiltiga på grund av att ekvationerna i grund och botten är olinjära. Dessutom återkopplas skattningarna av nollfelen i vinkelhastighetsgyrosignalerna via en ledning 18. Detta medför en bättre linjärisering av det andra kalmanfiltret 22 och dessutom kan sampelfrekvensen f_s hållas nere.

I en del flygsituationer är de beräkningar som utförs i den andra mätrutinen 21 undermåliga, antingen på grund av att mätekvationerna ej är tillräckligt anpassade eller att mätdata i sig är för bristfälliga. Beräkningen av rollvinkeln utifrån luftdata används bara under planflykt. Ingen mätning utnyttjas om vinkelhastigheterna inte är tillräckligt små, typiskt någon grad/sek. Dessutom sker en kontroll av mätresidualerna, där mätresidualerna inte tillåts överstiga typiskt en till två gånger tillhörande skattad osäkerhet.

Beteckningar

Koordinatsystem

I (Inertial frame): ett i tröghetsrymden fixt system.

Vid flygning ovanför jordytan är det brukligt att detta systems centrum sammanfaller med jordens centrum. Detta är egentligen en approximation eftersom ett system fixt i tröghetsrymden inte får rotera. Pga att jorden roterar runt solen kommer även I-systemet att rotera. Felet som uppkommer är emellertid försumbart. De accelerationer och vinkelhastigheter som sensorerna i ett tröghetsnavigeringssystem mäter är relativt detta system.

N (Navigation frame): ett system med centrum i flygplanet och med xy-planet hela tiden parallellt med jordytan.

x-axeln pekar mot norr, y-axeln mot öster och z-axeln vertikalt nedåt mot jordytan.

B (Body frame): ett i flygplanet skrofast system.

Detta koordinatsystem roterar med flygplanet. x-axeln pekar ut genom nosen, y-axeln ut genom högra vingen och z-axeln vertikalt nedåt relativt flygplanet.

Tabell 1 Förklaring av beteckningar för vinklar och vinkelhastigheter. Se också figur 4.

ϕ	Vinkeln mellan y_B och horisontalplanet lutat med vinkeln θ utmed x_B (rollvinkeln).
$\phi_0, \hat{\phi}$	Begynnelsevärde för rollvinkeln respektive skattad rollvinkel
ϕ_{ref}	Rollvinkeln beräknad med hjälp av data från lftdata och kursderivatan
θ	Vinkeln mellan x_B och horisontalplanet (tippvinkeln).
$\theta_0, \hat{\theta}$	Begynnelsevärde för tippvinkeln respektive skattad tippvinkel
θ_{ref}	Tippvinkeln beräknad med hjälp av data från luftdata och anblåsningsgivarna
$\bar{\varphi} = [\phi, \theta]^T$	Komprimerad beteckning av rollvinkeln och tippvinkeln

Tabell 1 Förklaring av beteckningar för vinklar och vinkelhastigheter. Se också figur 4.

$\hat{\varphi}, \hat{\varphi}_0, \Delta\hat{\varphi}$	Skattad roll- och tippvinkel, skattade begynnelsevärden för roll- och tippvinkeln respektive skillnaden mellan framintegrerad och referensberäknad roll- och tippvinkel
$\varphi_{\text{ref}}, \varphi_{\text{AHRS}}$	Roll- och tippvinkeln beräknade med hjälp av luftdata och primärdata respektive framintegrerad roll- och tippvinkel där integrationen sker med hjälp av vinkelhastighetsgyrosignalerna
ψ, ψ^i	Vinkeln mellan projektionen av x_B i horisontalplanet och norr (kursvinkeln) respektive tidsdiskret indexering av kursvinkeln
α	Vinkeln mellan luftrelaterad hastighetsvektor projicerad på z-axeln i body frame respektive projicerad på x-axeln i body frame (anfälls-vinkeln)
β	Vinkeln mellan luftrelaterad hastighetsvektor och luftrelaterad hastighetsvektor projicerad på y-axeln i body frame (snedanblåsningsvinkeln)
C_B^N	Transformationsmatris (3 x 3 matris) som transformerar en vektor från body frame (verkligt) till navigation frame. Elementen i denna matris betecknas $c_{11}, c_{12}, c_{13}, c_{21}, c_{22}, c_{23}, c_{31}, c_{32}, c_{33}$ där indexen betecknar rad och kolumn i nämnd ordning
$C_B^N \cdot C_B^B = \hat{C}_B^N = \hat{C}_B^N$	Transformationsmatris som transformerar en vektor från body frame (beräknat) till navigation frame
δC_B^N	Skillnad mellan beräknad och sann C_B^N
$\gamma = (\gamma_x, \gamma_y, \gamma_z)^T$	Vridning kring x-, y- respektive z-axeln i body frame motsvarande felet mellan sant och beräknat body frame
Γ	Antisymmetriska matrisformen av vektorn γ
$\omega_{IB} = \omega = (\omega_x, \omega_y, \omega_z)^T$	Vinkelhastighet kring x-, y- respektive z-axeln i body frame (vinkelhastighetsgyrosignalerna). Dessa vinkelhastighetskomponenter brukar också betecknas med $(p, q, r)^T$
W_{IB}	Vektorn ω_{IB} uttryckt i antisymmetrisk matrisform
$\delta\omega = (\delta\omega_x, \delta\omega_y, \delta\omega_z)^T$	Skillnad mellan verklig och uppmätt vinkelhastighet kring x-, y- respektive z-axeln i body frame
W_{IN}	Rotationen av navigation frame relativt inertial frame som uppstår vid förflyttning över den krökta jordytan. Antisymmetrisk matrisform

Tabell 2 Förklaring av beteckningar för jordmagnetiska fältet.

B_x, B_y, B_z	Jordmagnetiska fältvektorkomponenterna i body frame
$\delta B_x, \delta B_y, \delta B_z$	Skilnaden mellan uppmätta och verkliga fältvektorkomponenter i body frame
B_N, B_B	Jordmagnetiska fältvektorn i navigation frame respektive body frame

Tabell 3 Förklaring av beteckningar som används i samband med filter

$k, k + 1$	Används som index och representerar tidpunkten före respektive efter tidsuppdatering
$n, n + 1$	Används för att representera nuvarande respektive efterföljande sampel
$-, +$	Används som index och representerar tidpunkten före respektive efter mätuppdatering
x, z, P	Tillståndsvektorn, mätvektorn respektive skattningsosäkerhetsmatrisen
w, Q	Processbrusvektorn respektive kovariansmatrisen för processbruset
A, F	Prediktionsmatrisen i tidskontinuerlig respektive tidsdiskret form
K, H, R	Kalmanförstärkningsmatrisen, mätmatrisen respektive kovariansmatrisen för mätbruset
u_w, u_b, u_s	Drivande brus för markovprocesserna
$\tau_w, \tau_b, \tau_s, \tau, \tau_1, \tau_2$	Tidskonstanter
f_s	Sampelfrekvens

Tabell 4 Förklaring av övriga beteckningar. Se också figur 5.

b_x, b_y, b_z	Bias (nollfel)
s_x, s_y, s_z	Skalfaktorfel
$k_{xy}, k_{xz}, k_{yx}, k_{yz}, k_{zx}, k_{zy}$	Korskopplingsfel (exempelvis står index xy för hur y -komponenten påverkar x -komponenten). Uppkommer pga att axlarna i en triad i verkligheten inte är ortogonala

Tabell 4 Förklaring av övriga beteckningar. Se också figur 5.

h, \dot{h}	Höjd respektive lågpasfiltrerad tidsderiverad höjd
v_p, v	Verklig fart relativt luften
g	Gravitationen

PATENTKRAV

1. Metod för att syntetiskt beräkna reservattityd för ett flygplan när flygplanets kurs är känd med hjälp av i flygplanet befintliga data, såsom vinkelhastigheterna p , q , r kring ett skrovfast koordinatsystems (body frame) x -, y - och z - koordinater, luftdatainformation i form av fart, höjd och anfallsvinkel samt kursinformation, **kännetecknad av** att metoden innefattar stegen:
 - attityden beräknas med utgångspunkt från de skrovfasta vinkelhastigheterna p , q , r och
 - den beräknade attityden korrigeras medelst luftdata och kurs.
2. Metod enligt patentkrav 1, **kännetecknad av** att kursinformationen erhålls från ett kursgyro.
3. Metod enligt patentkrav 1 eller 2, **kännetecknad av** att attityd integreras fram via information om flygplanets skrovfasta vinkelhastigheter (p , q och r) erhållna ur flygplanets skrovfasta vinkelhastighetsgyron.
4. Metod enligt patentkrav 3, **kännetecknad av** att korrigering av framintegrerad attityd sker med hjälp av attityd beräknad utifrån luftdatainformationen samt kursinformation.
5. Metod för att syntetiskt beräkna reservattityd och reservkurs för ett flygplan med hjälp av i flygplanet befintliga data, såsom vinkelhastigheterna p , q och r kring ett skrovfast koordinatsystems (body frame) x -, y - och z - koordinater och luftdatainformation i form av fart, höjd och anfallsvinkel, **kännetecknad av** att metoden innefattar stegen:
 - attityd och kurs beräknas med utgångspunkt från de skrovfasta vinkelhastigheterna p , q och r ,
 - felen i de uppmätta skrovfasta magnetiska fältvektorkomponenterna skattas,
 - de uppmätta skrovfasta magnetiska fältvektorkomponenterna devieras,
 - fel i beräknad attityd och kurs skattas med hjälp av luftdata samt devierade uppmätta skrovfasta magnetiska fältvektorkomponenter och
 - den beräknade attityden och kursen korrigeras med skattade fel i attityd och kurs.

6. Metod enligt patentkrav 5, **kännetecknad av** att attityd och kurs integreras fram via information om flygplanets skrofasta vinkelhastigheter (p, q och r) erhållna ur flygplanets skrofasta vinkelhastighetsgyron.
7. Metod enligt patentkrav 5, **kännetecknad av** att skattning av fel i uppmätta skrofasta magnetiska fältvektorkomponenter utförs i ett första filter (11).
8. Metod enligt patentkrav 6 eller 7, **kännetecknad av** att i ett andra filter (22) utförs skattning av attitydfel och kursfel som uppkommer vid integration av flygplanets skrofasta vinkelhastigheter (p, q och r) erhållna ur flygplanets skrofasta vinkelhastighetsgyron, där skattningen görs med hjälp av attityd beräknad från luftdatainformation samt devierade uppmätta skrofasta magnetiska fältvektorkomponenter.
9. Metod enligt patentkrav 7 eller 8, **kännetecknad av** att filtreringen sker med hjälp av kalmanfilter.
10. Anordning för att syntetiskt beräkna reservattityd för ett flygplan när flygplanets kurs är känd med hjälp av i flygplanet befintliga data såsom flygplanets skrofasta vinkelhastigheter (p, q och r), luftdata innefattande åtminstone fart, höjd och anfallsvinkel samt kursinformation, **kännetecknad av** att anordningen innefattar en integrationsrutin (8) för att integrera fram flygplanets attityd ur information om flygplanets skrofasta vinkelhastigheter (p, q och r) samt att den beräknade attityden korrigeras medelst referensattityd ur luftdata och reservkurs.
11. Anordning enligt patentkrav 10, **kännetecknad av** att kursinformationen erhålls från ett kursgyro.
12. Anordning enligt patentkrav 10 eller 11, **kännetecknad av** att integrationsrutinen (8) integrerar fram flygplanets attityd ur flygplanets skrofasta vinkelhastigheter (p, q och r) erhållna från flygplanets skrofasta vinkelhastighetsgyron.
13. Anordning enligt patentkrav 12, **kännetecknad av** att integrationrutinen (8) matas med nollfelkompenserade skrofasta vinkelhastighetsgyrosignaler.

14. Anordning enligt patentkrav 10, **kännetecknad av** att man med luftdatainformation samt reservkursinformation beräknar en referensattityd.

15. Anordning enligt patentkrav 10, **kännetecknad av** att en syntetiskt genererad korrigerad attityd erhålles genom att en skillnad bildas mellan den ur integrationsrutinen (8) erhållna attityden och en felsignal som representerar felet mellan den integrerade attityden och referensattityden.

16. Anordning för att syntetiskt beräkna reservattityd och reservkurs för ett flygplan med hjälp av i flygplanet befintliga data, såsom uppmätta skrovfasta magnetiska fältvektorkomponenter, flygplanets skrovfasta vinkelhastigheter p , q och r samt luftdata innefattande åtminstone fart, höjd och anfallsvinkel, **kännetecknad av** att anordningen innefattar en första mätrutin (10) som transformerar de uppmätta skrovfasta magnetiska fältvektorkomponenterna till flygplanets navigeringssystem (navigation frame), ett första filter (11) som skattar felen i de beräknade uppmätta skrovfasta magnetiska fältvektorkomponenterna, en integrationsrutin (20) för att integrera fram flygplanets attityd och kurs ur information om flygplanets skrovfasta vinkelhastigheter (p , q och r), ett andra filter (22) för skattning av felen uppkomna i attityd och kurs erhållna vid nämnda integration och en andra mätrutin (21) för beräkning av attityd och kurs ur luftdata och devierade uppmätta skrovfasta magnetiska fältvektorkomponenter.

17. Anordning enligt patentkrav 16, **kännetecknad av** att den första mätrutinen (10) matas med de uppmätta skrovfasta magnetiska fältvektorkomponenterna samt attityd och kurs från flygplanets ordinarie navigeringssystem och transformerar de uppmätta skrovfasta magnetiska fältvektorkomponenterna till flygplanets navigation frame.

18. Anordning enligt patentkrav 17, **kännetecknad av** att det första filtret (11) matas med information från den första mätrutinen (10) och skattar felen i de uppmätta skrovfasta magnetiska fältvektorkomponenterna.

19. Anordning enligt patentkrav 16, **kännetecknad av** att integrationsrutinen (20) integrerar fram flygplanets attityd och kurs ur flygplanets skrovfasta vinkelhastigheter (p, q och r) erhållna från flygplanets skrovfasta vinkelhastighetsgyron.
20. Anordning enligt patentkrav 16, **kännetecknad av** att den andra mät Rutinen (21) matas med luftdata, de devierade uppmätta skrovfasta magnetiska fältvektorkomponenterna och med information om flygplanets skrovfasta vinkelhastigheter (p, q och r) och ur dessa värden beräknar en attityd och kurs.
21. Anordning enligt patentkrav 20, **kännetecknad av** att det andra filtret (22) matas med information från den andra mät Rutinen (21) och skattar felen i attityd och kurs samt nollfel i skrovfasta vinkelhastighetsgyrosignaler och återstående fel i de uppmätta skrovfasta magnetiska fältvektorkomponenterna för generering av en felsignal.
22. Anordning enligt patentkrav 21, **kännetecknad av** att en syntetiskt genererad korrigerad attityd och kurs erhålles genom att en skillnad bildas mellan
- den ur integrationsrutinen (20) erhållna attityden och kursen och
 - felsignalen från det andra filtret (22).
23. Anordning enligt patentkrav 19, **kännetecknad av** att integrationrutinen (20) matas med skrovfasta vinkelhastighetsgyrosignaler kompenserade för skattade nollfel.
24. Anordning enligt något av patentkraven 16 - 23, **kännetecknad av** att det första filtret (11) och/eller det andra filtret (22) utgörs av ett kalmanfilter.

SAMMANDRAG

En metod och en anordning för att syntetiskt beräkna reservattityd och reservkurs medelst i ett flygplan befintliga data. Vid ett utförande finns flygplanets kurs tillgänglig och vid ett annat utförande beräknas kursen utifrån en magnetisk kursgivare. Då kursen är tillgänglig (reservkurs) sker beräkningen av attityd genom sammanvägning av signalerna från vinkelhastighetsgyrona (2) i flygplanets styrsystem, information från luftdata (höjd, fart, anfallsvinkel) samt information om kurs (reservkurs). Då kursen inte är tillgänglig sker beräkningen av attityd och kurs enligt ett utförande med hjälp av kalmanfilter (11, 22) genom sammanvägning av signalerna från vinkelhastighetsgyrona i flygplanets styrsystem, information från luftdata (höjd, fart, anfallsvinkel och snedanblåsningsvinkel) samt information från en i flygplanet befintlig magnetkursdetektor. (Fig. 3).

1/3

Fig. 1

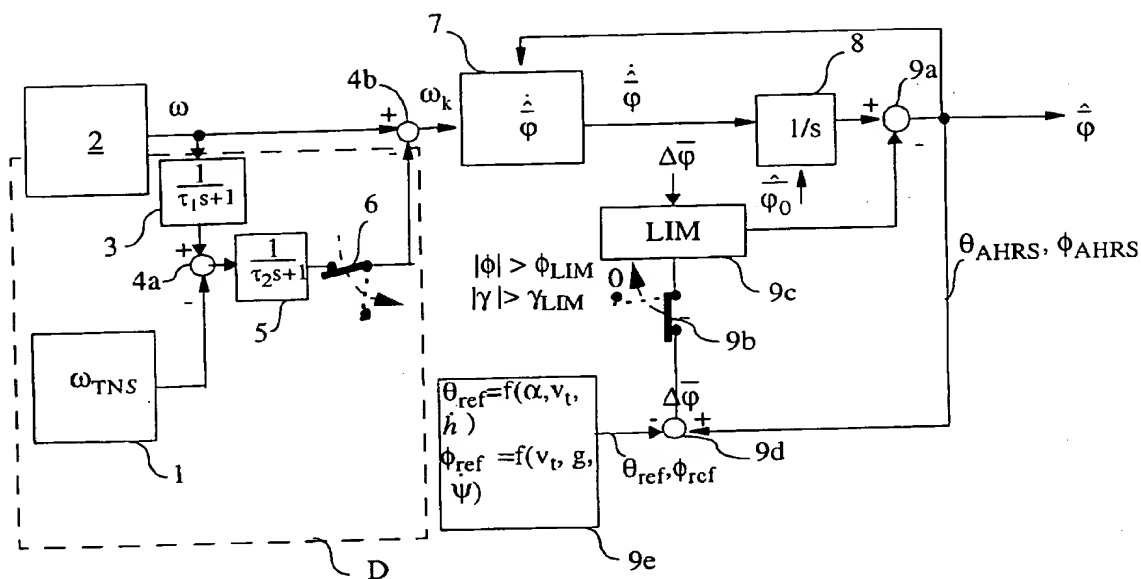
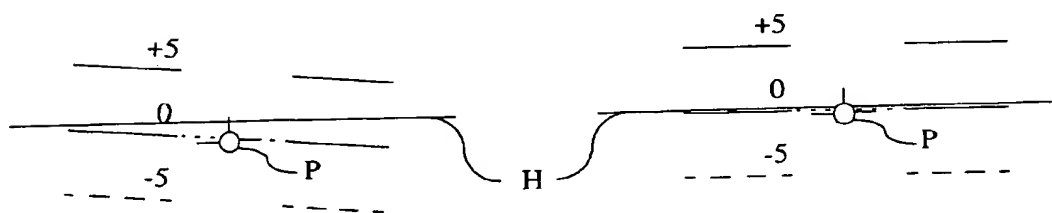


Fig. 2



2/3

Fig. 3

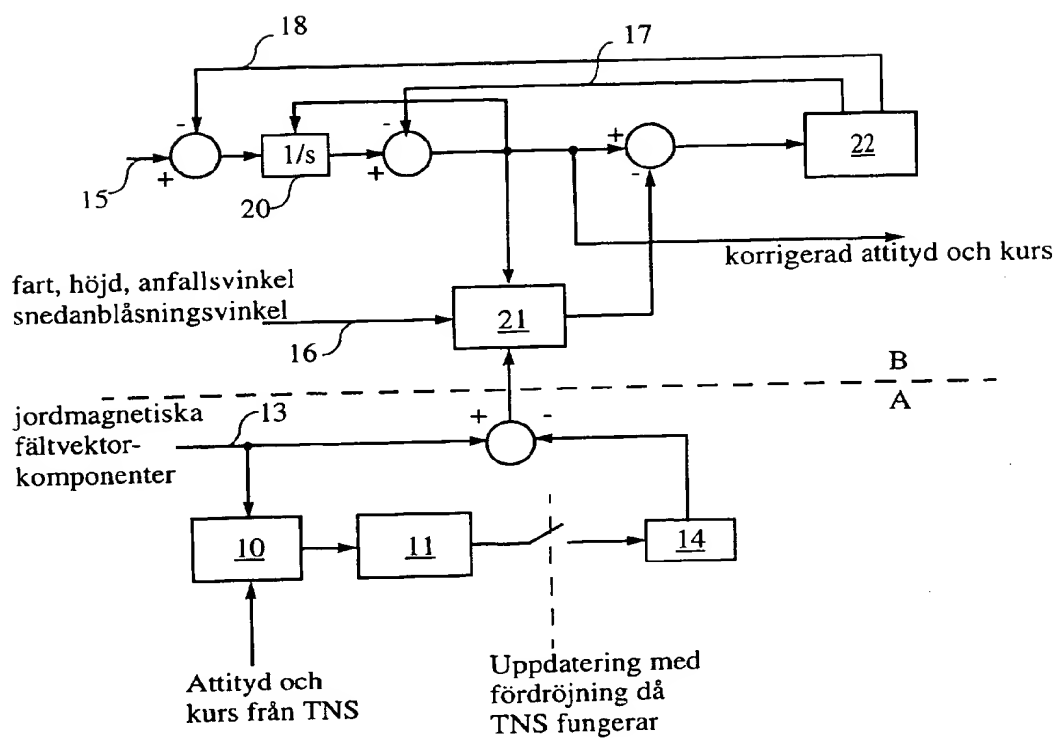
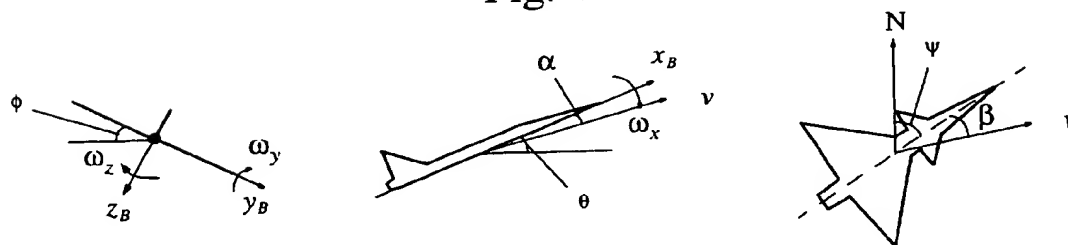
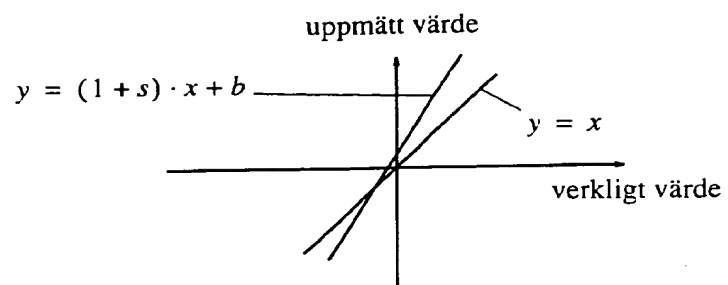


Fig. 4



3/3

Fig. 5



THIS PAGE BLANK (USPTO)

THIS PAGE BLANK (USPTO)